


N85-25972

#21163
SFC-12(85)

TMA 77870

A M David P. Rubincam
de la part et avec les compliments
de M Jean. Jacques Walch

I beg your pardon for having only a French written version
of this paper. I am at your service if you want any further
information.

Yours sincerely


Centre d'Études et de Recherches
Géodynamiques et Astronomiques
Avenue Copernic
06130 GRASSE - FRANCE

CHOIX D'UN MODELE DE RAYONNEMENT D'ALBEDO TERRESTRE.
CALCUL PRATIQUE DE SON EFFET SUR LA TRAJECTOIRE D'UN
SATELLITE.

J.J. WALCH

CERGA - OBSERVATOIRE DE STRASBOURG
Avenue Nicolas Copernic
F - 06130 GRASSE FRANCE

Abstract : Several theoretical models of earth's albedo radiation have been proposed by different authors. By comparing disturbing accelerations computed from a model to those measured in flight with the CACTUS Accelerometer, we may examine its likelihood and modify it accordingly the results.

Computation of the satellite orbit perturbations from a model is very long because for each position of this satellite we have to sum up the fluxes coming from each elementary surface of the terrestrial portion visible from the satellite. We increase the speed of computation ten times without significant loss of accuracy thanks to a stocking of some intermediate results. Now it is possible to confront the orbit perturbations computed from the selected model with the measurements of these perturbations found with satellite as LAGEOS.

Conclusions are produced.

Received from
J.J. Walch

Nov 1 1984

1. Choix d'un modèle de rayonnement d'albédo terrestre

L'étude des accélérations mesurées par l'accéléromètre CACTUS embarqué à bord du satellite CASTOR a permis de mettre en évidence et d'analyser la pression de radiation (et tout particulièrement sa composante verticale) ayant pour origine le rayonnement infra-rouge émis par la Terre, et les rayonnements solaires rediffusé et réfléchi par celle-ci. (BERNARD A. et al. 1977, LALA P. 1978, WALCH J.J. 1981).

Il devenait alors possible d'adopter un modèle pour les rayonnements réémis par la Terre, valable tout au moins pour la région qui avait été survolée par ce satellite, c'est-à-dire comprise entre les latitudes 30°N et 30°S.

Par comparaison avec les résultats précédents (voir Fig. 1), nous avons été amenés à décrire le processus de réémission de la façon suivante :

Appelons I la constante solaire (1360 W/m² lorsque la distance terre-soleil est égale à 1 U.A.), E_{inc} l'énergie solaire incidente sur un élément de surface situé au sommet de l'atmosphère terrestre, et ξ_0 la distance zénithale du soleil par rapport à cet élément (voir Fig. 2)

$$\begin{aligned} E_{inc} &= I \times \cos \xi_0 & \text{si } \xi_0 > 0 \\ &= 0 & \text{si } \xi_0 \leq 0 \end{aligned} \quad (1.1)$$

Une partie de cette énergie incidente sera absorbée (E_{abs}), tandis que l'autre sera réémise (E_{rem}). Si l'on désigne par ρ l'albédo

$$E_{abs} = (1 - \rho) \times E_{inc} \quad (1.2)$$

$$E_{rem} = \rho \times E_{inc} \quad (1.3)$$

Par ailleurs, la terre émet son propre rayonnement infra-rouge E_{IR} . Si l'on s'intéresse au bilan radiatif terrestre, on écrira pour un élément de surface donné

$$E_{bil} = E_{abs} - E_{IR} \quad (1.4)$$

L'énergie infra-rouge rayonnée par la terre et l'albédo dépendent de la latitude du lieu considéré et de la saison. On écrira :

$$E_{IR} = f(\text{latitude, date}) \quad (1.5)$$

$$\rho = g(\text{latitude, date}) \quad (1.6)$$

On peut estimer ces deux quantités à partir de tables. Nous avons utilisé celles publiées par J.S. ELLIS et T.H. VONDER HAAR, 1976.

Il nous est apparu nécessaire de considérer le rayonnement réémis par la terre comme ayant deux composantes :

- une composante liée à un processus de rediffusion suivant la loi de LAMBERT. C'est l'énergie rediffusée E_{red} ,

- une composante liée à la réflexion spéculaire du rayonnement solaire sur la surface terrestre. C'est l'énergie réfléchie spéculairement E_{RS} .

La difficulté est de fixer la part relative d'une composante par rapport à l'autre. Si on appelle σ le pourcentage d'énergie réfléchie spéculairement, tel que

$$E_{RS} = \sigma \times E_{rem} \quad (1.7)$$

$$\text{et donc } E_{red} = (1 - \sigma) \times E_{rem} \quad (1.8)$$

nous avons trouvé pour la région tropicale, à partir des données de CACTUS, une représentation satisfaisante de l'effet observé en écrivant

$$\sigma = 0.1 \times (1 - \cos \xi_0) \quad (1.9)$$

On verra que la valeur choisie pour σ est cruciale et que sa modification éventuelle en fonction de la latitude peut changer de façon importante les résultats.

Appelons φ_s la distance zénithale du satellite par rapport à l'élément de surface considéré

et d la distance de cet élément de surface au satellite.

Si l'on admet la loi de LAMBERT, le flux rediffusé en direction du satellite par un élément de surface terrestre donné $d\tau$ s'exprimera sous la forme

$$d\phi_{red} = \rho \times E_{inc} \times (1 - \sigma) \times \cos \varphi_s \times \frac{1}{\pi d^2} \times d\tau \quad (1.10)$$

Pour connaître le vecteur $\vec{\phi}_{red}$ à un instant donné, il faudra intégrer ce flux élémentaire sur tous les éléments de surface de la calotte terrestre éclairée.

Le calcul du flux $\vec{\phi}_{RS}$ réfléchi spéculairement et qui atteint le satellite est un simple problème géométrique. Il n'y a qu'un seul point de la surface terrestre qui émet ce flux en direction du satellite.

De même, le calcul du flux infra-rouge terrestre ϕ_{IR}^{\dagger} frappant le satellite ne présente aucune difficulté et est très rapide puisqu'on peut considérer ce dernier comme radial.

2. Calcul des perturbations de l'orbite sous l'effet des rayonnements infra-rouge et réémis

Pour mettre ces perturbations en évidence, nous avons calculé par intégration numérique une première orbite pour un satellite soumis uniquement à la pression solaire directe pendant une période de 2 jours, puis une deuxième orbite pour un satellite soumis en plus à la pression de radiation terrestre infra-rouge et à la pression de radiation réémise. Par comparaison de ces deux orbites nous en avons déduit l'évolution des éléments, c'est-à-dire da/dt , de/dt , etc.

Cette intégration numérique se fait en utilisant les 6 équations de GAUSS. Nous rappellerons la première et la troisième équations :

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} [R e \sin v + (1+e \cos v) S] \quad (2.1)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r \cos (\omega+v)}{n a^2 \sqrt{1-e^2}} W \quad (2.2)$$

R étant la composante radiale de la force perturbatrice

S sa composante perpendiculaire au rayon vecteur dans le plan de l'orbite

W sa composante perpendiculaire au plan de l'orbite.

Pour procéder à cette intégration il suffit donc, à chaque pas, de calculer les composantes R, S et W relatives au flux rediffusé ϕ_{red}^{\dagger} , au flux réfléchi spéculairement ϕ_{RS}^{\dagger} , et au flux infra-rouge terrestre ϕ_{IR}^{\dagger} . C'est évidemment le calcul de ϕ_{red}^{\dagger} qui ralentira considérablement le programme.

3. Accroissement de la rapidité de calcul

Nous nous sommes intéressés au cas des satellites présentant une excentricité de leur orbite suffisamment faible pour que le rapport entre l'altitude de leur apogée et celle de leur périégée soit inférieur à 1.3.

Si l'on veut procéder à un calcul d'orbite s'étendant sur plusieurs jours, il est avantageux de l'organiser de la façon suivante :

Appelons δ_{\odot} la déclinaison du soleil. On vérifie que, sur toute la période d'intégration envisagée, δ_{\odot} ne varie pas plus de 5° ; sinon on découpe cette période en un nombre suffisant de sous-périodes.

Appelons t l'heure solaire du point subsatellite à un instant donné.

Appelons φ la latitude du point subsatellite à un instant donné.

Les tables d'albédo que nous avons utilisées ne tiennent pas compte de la longitude des éléments de surface terrestre intervenant dans le calcul. La force perturbatrice engendrée par l'énergie solaire réémise ne dépendra pratiquement que des positions relatives Soleil-Terre-Satellite, c'est-à-dire du couple (t, φ) . Il y a quasi-stationnarité de ces effets tant que la déclinaison du soleil δ_{\odot} variera suffisamment peu (on admet une variation de cette déclinaison de $\pm 2,5^{\circ}$ pendant la sous-période considérée). Par conséquent, il n'est pas nécessaire de calculer cette force perturbatrice à chaque pas. On peut le faire en début de programme en supposant que la déclinaison du soleil reste constante pendant toute la sous-période considérée, et égale à la déclinaison moyenne $\bar{\delta}_{\odot}$.

a) Nous allons initialiser 6 tableaux à 2 dimensions.

Les trois premiers représentent les valeurs des composantes $R(t, \varphi)$, $S(t, \varphi)$ et $W(t, \varphi)$, pour l'altitude moyenne h_0 du satellite, de la force perturbatrice subie par celui-ci à cause des rayonnements rediffusé et spéculaire.

Les trois suivants représentent les valeurs, à cette même altitude h_0 , des dérivées de ces composantes en fonction de l'altitude, c'est-à-dire

$$\frac{dR}{dh}(t, \varphi), \frac{dS}{dh}(t, \varphi), \frac{dW}{dh}(t, \varphi)$$

Ces six tableaux sont obtenus en faisant décrire à un satellite polaire fictif et pour deux altitudes différentes les couples (t, φ) .

t variera de 0 à 12 heures par pas de 20 minutes, ce qui représente 37 valeurs. (Il est inutile de faire varier t de 12 à 24 heures, car, par raison de symétrie, on retrouve les mêmes valeurs pour R et S , au signe près pour W).

φ variera entre $-i$ et $+i$ (i étant l'inclinaison de l'orbite du satellite étudié), avec un pas de 5° . Ceci nous conduit à un maximum de 37 valeurs pour un satellite polaire.

b) Il est maintenant possible de calculer à chaque instant et dans le système de repères arbitraire des tableaux la force subie par le satellite par simple interpolation linéaire, après avoir corrigé les coordonnées du satellite (t, φ) en fonction de la déclinaison exacte du soleil δ_{\odot} . Par les rotations nécessaires, nous obtenons l'expression du vecteur accélération dû au rayonnement réémis pour le satellite considéré.

En ce qui concerne ϕ_{IR} , nous procédons au calcul direct à chaque pas. C'est un calcul très rapide.

Grâce à cette organisation, nous avons obtenu, avec un pas d'intégration de 1 mn et pour un satellite polaire, une rapidité de calcul multipliée en moyenne par 10 avec une différence entre les résultats obtenus pas à pas et ceux obtenus par cette méthode de l'ordre de 0,2%. Le gain en rapidité est encore augmenté si l'inclinaison de l'orbite est plus faible.

4. Méthode analytique

Dans le cas d'un satellite ayant une orbite évoluant lentement (satellite géodésique à haute altitude par exemple), il est possible, si les perturbations dues aux rayonnements réémis et infra-rouge ont été calculées sur une période suffisamment longue, de faire une analyse de FOURIER de ces perturbations. A partir de cette analyse, il sera possible d'estimer pour toute date demandée et avec une faible imprécision, la valeur de la perturbation par la somme de quelques termes sinusoïdaux multipliés par des constantes. Cette dernière procédure, qui nécessite d'abord l'application de la méthode précédente, est de loin la plus rapide, d'où son intérêt.

5. Application à LAGEOS

- 1) A partir du calcul des perturbations de l'orbite de LAGEOS sous l'influence des rayonnements réémis et infra-rouge pour 60 dates espacées d'un mois, grâce au procédé décrit au paragraphe 3., nous avons fait l'analyse de FOURIER des résultats.

En ce qui concerne le demi-grand axe, nous avons trouvé que son évolution pouvait être décrite par

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} = & [0.063 \sin (2\lambda_{\odot} - \Omega + 10^{\circ}) \\ & + 0.049 \sin (2\lambda_{\odot} - 2\Omega + 6^{\circ}) \\ & + 0.029 \sin (\lambda_{\odot} - \Omega - 97^{\circ}) \\ & + 0.053 \sin (\Omega + 10^{\circ})] \text{ mm/jour} \end{aligned}$$

λ_{\odot} étant la longitude du soleil
et Ω l'ascension droite du noeud ascendant du satellite.

- 2) Les valeurs observées de l'accélération de LAGEOS le long de sa trajectoire ont été déterminées par plusieurs auteurs (SCHUTZ B.E., TAPLEY B.D., 1980, SMITH D., DUNN P., 1980).

La comparaison avec les valeurs de la dérivée du demi-grand axe $\frac{da}{dt}$ est possible: la première équation de GAUSS (2.1) permet d'écrire dans le cas de LAGEOS, puisque $e = 4.10^{-3}$,

$$S \sim \frac{n}{2} \frac{da}{dt}$$

Si l'on examine les résultats du calcul, on remarque que l'on ne retrouve ni les amplitudes, ni la forme de la courbe des valeurs observées (voir Fig. 3).

A la suite de cette constatation, nous avons refait les calculs en augmentant l'importance du rayonnement réfléchi spéculairement au détriment du rayonnement rediffusé (Eqs 1.7 et 1.8). L'amplitude des perturbations calculées pour le demi-grand axe de LAGEOS a augmenté presque proportionnellement à la valeur atteinte par le coefficient σ aux poles. Il est possible de retrouver l'ordre de grandeur des perturbations observées si l'on admet un coefficient σ proche de l'unité, ce qui montre le rôle important que pourrait avoir le rayonnement réfléchi dans la perturbation de l'orbite de LAGEOS, ainsi que l'ont signalé ANSELMO L. et al., 1983. Toutefois, la forme de la courbe n'a pas évolué sensiblement vers celle des valeurs observées.

6. Conclusions

Nous avons calculé les accélérations perturbatrices dues aux rayonnements réémis et infra-rouge que subirait le satellite LAGEOS sous l'influence d'un modèle de rayonnement construit à partir des accélérations correspondantes mesurées à bord du satellite CASTOR dans la région tropicale. Les résultats des calculs sont fort différents des valeurs observées.

Si nous supposons que les accélérations observées pour LAGEOS sont dues aux rayonnements réémis et infra-rouge, il faudrait admettre qu'un modèle de rayonnement valable pour CASTOR en zone équatoriale ne le serait pas pour LAGEOS qui survole aussi les zones polaires. Nous avons pu constater, grâce à des simulations, l'importance que joue le rayonnement réfléchi spéculairement pour des satellites ayant une inclinaison élevée d'orbite. On remarque aussi qu'un modèle d'albédo symétrique (par exemple $\rho = a + b \times \sin^2 \varphi$) est trop simpliste dans ce cas, car les forces perturbatrices calculées sur une orbite tendent à se compenser.

Peut-être pourrait-on trouver un meilleur accord entre les résultats du calcul et les valeurs observées en supposant que le coefficient de spécularité σ varie dans le temps, par exemple en fonction de la saison locale ou de la météorologie. Il est certain que si l'on admet que ce coefficient n'ait pas la même valeur à un instant donné dans les zones polaires arctique et antarctique, on peut aboutir à des accélérations le long de l'orbite encore plus importantes. Cette hypothèse semble difficile à tester avec les données existant actuellement. Mais nous touchons là un point crucial.

Peut-être faudrait-il plutôt chercher aux perturbations de l'orbite de LAGEOS une autre origine principale. Nous savons déjà que la décroissance séculaire du demi-grand axe de son orbite est très vraisemblablement liée à la charge électrique du satellite, comme cela a été proposé par plusieurs auteurs (AFONSO G.B. et al. 1980, RUBINCAM D.P. 1980). On peut penser que les paramètres électriques subissent des variations périodiques. Mais la connaissance insuffisante de ces paramètres ne permet pas encore actuellement de chiffrer avec certitude leurs effets.

Par ce travail nous avons réussi à augmenter dans une proportion intéressante la rapidité de calcul des effets du rayonnement réémis. Nous avons montré le rôle important que joue le rayonnement réfléchi spéculairement pour les satellites ayant une inclinaison d'orbite élevée. S'il est encore impossible d'établir une solution définitive, nous avons proposé un modèle "classique" de rayonnement réémis. Il sera très facile d'adapter le programme correspondant dès qu'une confirmation des valeurs du coefficient de spécularité σ sera obtenue.

Des études et des analyses de données étalées sur une plus grande période devront être poursuivies, afin de déterminer dans quelles proportions chacune des deux hypothèses précédentes interviennent pour expliquer les observations. La suite

normale de ce travail sera de tenter une représentation cohérente du phénomène observé par la juxtaposition d'un modèle de rayonnement réémis et d'un modèle de freinage électrique.

REFERENCES

- Afonso G.B., Barlier F., Berger C., Mignard F., 1980. Effet du freinage atmosphérique et de la traînée électrique sur la trajectoire du satellite Lageos, C.R. Acad. Sc. Paris, 290, B 445-448.
- Anselmo L., Farinella P., Milani A., Nobili A.M., 1983. Effects of the Earth-reflected sunlight on the orbit of the Lageos satellite, Astron. Astrophysics., 117, 3-8.
- Bernard A., Gay M., Mainguy A.M., Juillerat R., Walch J.J., Boudon Y., Barlier F. and Lala P., 1977. Radiation pressure determination with the CACTUS accelerometer, XX Cospar Meeting, Tel Aviv, Cospar Space Research, vol. XVIII, 163-168.
- Ellis J.S., Vonder-Haar T.H., 1976. Zonal average earth radiation budget measurements from satellites for climate studies, Atmospheric Science 240. Colorado state university.
- Lala P., Barlier F., Oyharcabal G., 1978. Interpretation of the D5B satellite measurements and the new model of the earth's albedo, Bull. Inst. Czechosl., 238-243.
- Rubincam D.P., 1980. Atmospheric drag as has the cause of the secular decrease in the semi-major axis of Lageos's orbit, Geophys. Res. Lett., 7, 468-470.
- Schutz B.E., Tapley B.D., 1980. Orbit determination and model improvement for Seasat and Lageos, AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Danvers, Massachusetts, August 11-13.
- Smith D., Dunn P., 1980. Long term evolution of the Lageos orbit, Geophys. Res. Lett., 7, 437-440.
- Walch J.J., 1981. Measurement of rediffused solar radiation pressure with the Cactus accelerometer. Climatological application of the direct earth radiation balance measurement. Geodetic applications. Manuscripta Geodaetica, vol. 6, 283-302.

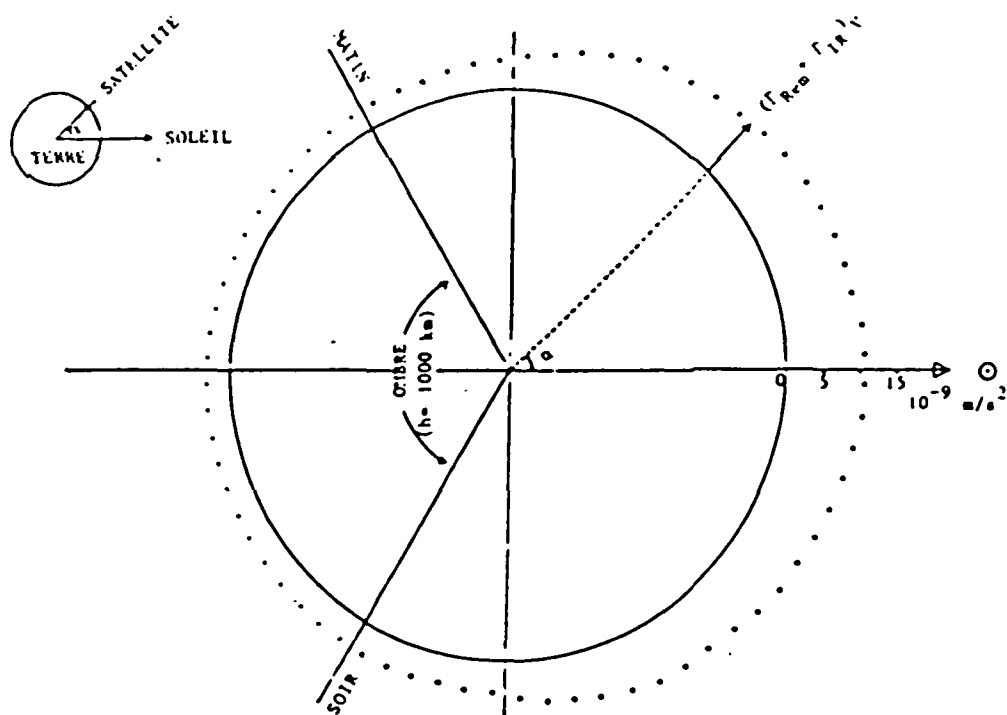


Figure 1 : Représentation des valeurs moyennes de la composante verticale de l'accélération mesurée à bord du satellite CASTOR sous l'influence des rayonnements réémis par la terre et infra-rouge, en fonction de l'angle de phase α (d'après WALCH J.J., 1981).

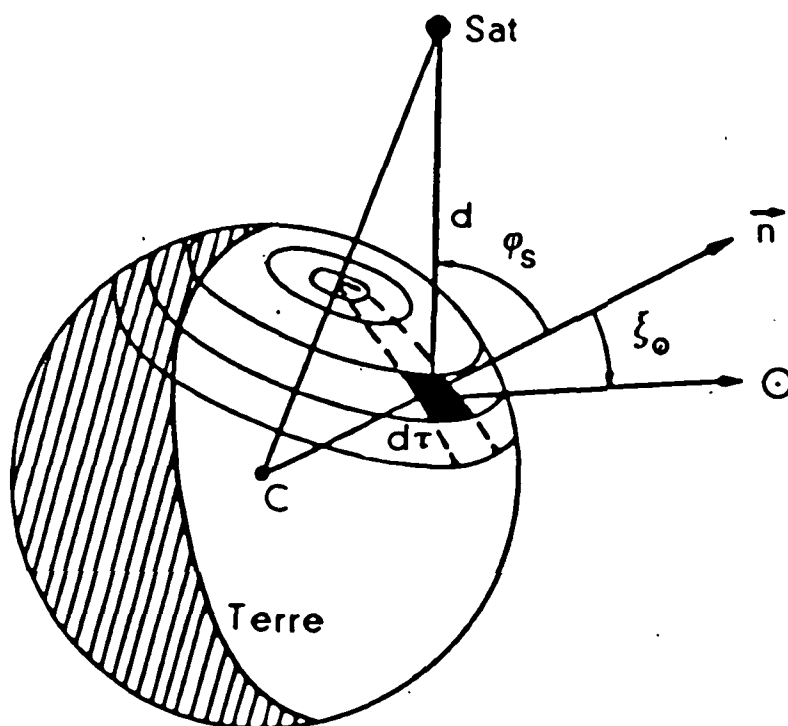


Figure 2 : Notation employée.

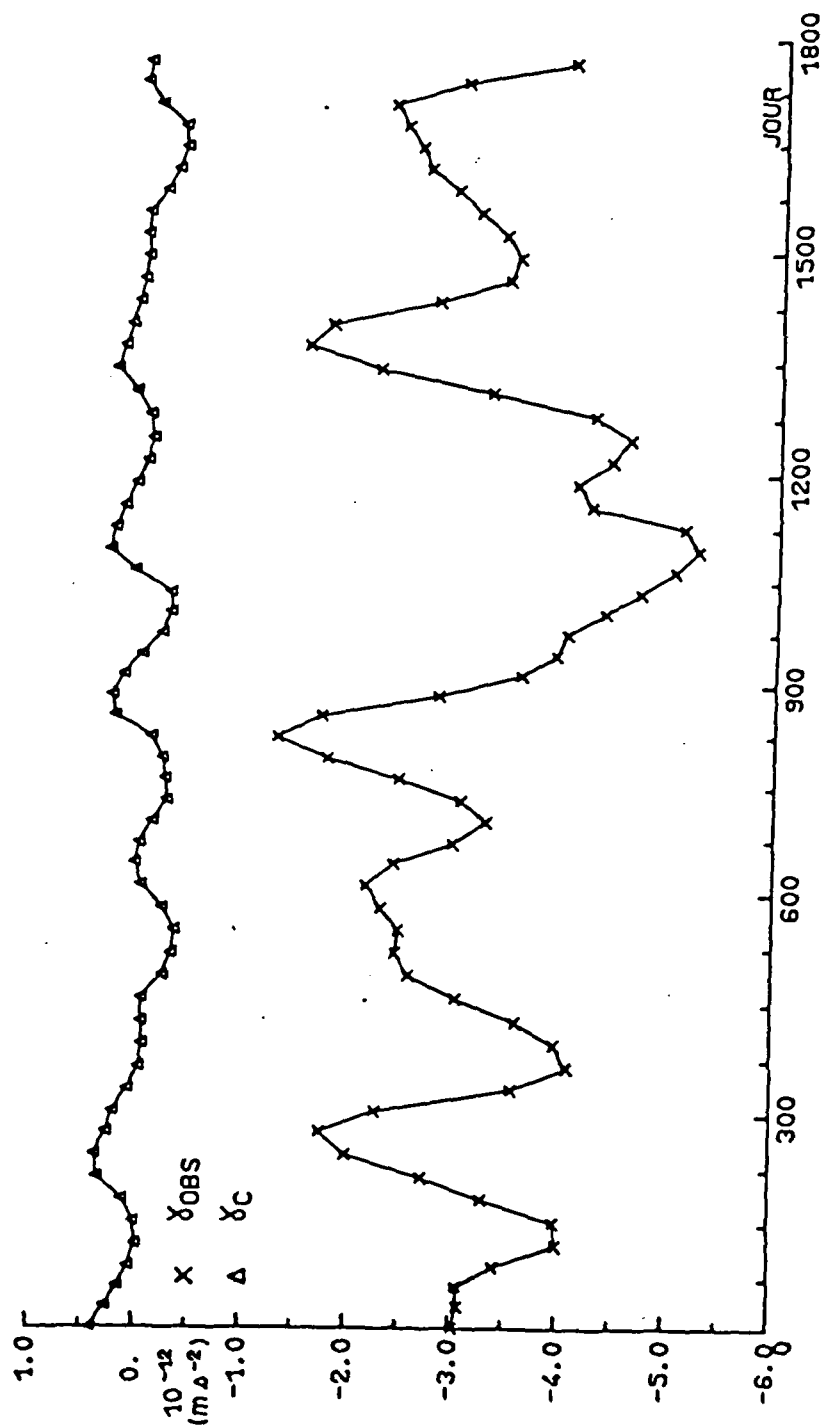


Figure 3 : Comparaison des accélérations de LAGEOS observées (γ_{OBS}) le long de la trajectoire par l'Université du Texas (d'après ANSELMO L. et al., 1983) avec celles calculées (γ_{C}) avec le modèle de rayonnements réémis et infra-rouge proposé. L'abscisse représente le temps mesuré en jours à partir du 15 mai 1976.